



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ZMÍRNĚNÍ ÚČINKŮ PŘISTÁNÍ PO POUŽITÍ PADÁKOVÉHO ZÁCHRANNÉHO ZAŘÍZENÍ

PARACHUTE DESCENT IMPACT REDUCTION

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Tomáš Bohýl

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Hájek

BRNO 2019

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Tomáš Bohýl**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Tomáš Hájek**
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Zmírnění účinků přistání po použití padákového záchranného zařízení

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Rešeršní práce zaměřená na sumarizaci metod, kterými lze ovlivňovat účinky nárazu na posádku během přistání letounu na padákovém záchranném zařízení.

Cíle bakalářské práce:

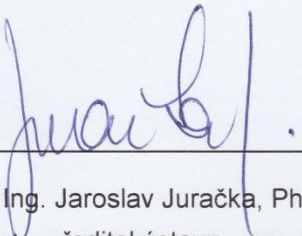
1. Zhodnocení podmínek panujících během zkoumané situace – přistání letounu na padákovém záchranném zařízení.
2. Přehled metod používaných k modelování zkoumané situace.
3. Přehled metod pro ovlivňování podmínek zkoumané situace

Seznam doporučené literatury:

HURLEY, T. R., VANDENBURG, J.M., ed. Small Airplane Crashworthiness Design Guide. Simula Technologies, Inc., Phoenix, AZ, 2002.

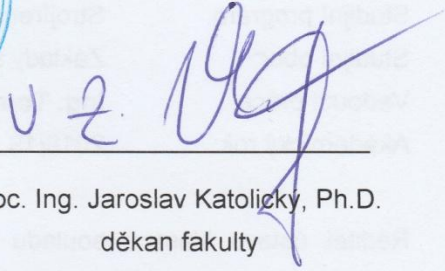
Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19.

V Brně, dne 19. 10. 2018



doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu





doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce obsahuje popis záchranných padákových zařízení, popisuje zranění vznikající při jejich použití a prvky konstrukcí, které tyto snižují.

Klíčová slova

bezpečnost, padákové záchranné zařízení,

ABSTRACT

This bachelor thesis contains description of ballistic parachute device, describes wound appearing with their use and parts of construction, which can reduce those.

Key words

crashworthiness, ballistic parachute device,

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

BOHÝL, Tomáš. *Zmírnění účinků přistání po použití padákového záchranného zařízení* [online]. Brno, 2019 [cit. 2019-05-22]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/116634>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Hájek.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma **Zmírnění účinků přistání po použití padákového záchranného zařízení** vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

22.5.2019

Datum

Tomáš Bohýl

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji tímto Ing. Tomáši Hájkovi za cenné připomínky a rady při vypracování bakalářské práce a svojí sestře a dědečkovi.

OBSAH

ÚVOD	9
1 Obecné principy bezpečnosti	10
1.1 CREEP	10
1.2 Limity lidského těla	11
1.2.1. Limitní zrychlení.....	11
1.2.3 Nárazy	12
1.3 Hodnocení zranění	13
1.3.1 Head injury criterion	13
1.3.2 Abbreviated injury scale	14
1.3.3 Injury severity score.....	14
1.3.4 Další metody	14
2 Popis situace při přistání	15
2.1 Nouzové přistání	15
2.2 Přistání pomocí záchranného padákového systému.....	16
3 Modelování dopadu	17
3.1 Praktické zkoušky	17
3.1.1 ATD	17
3.1.2 Zkoušky konstrukcí.....	18
3.1.3 Zkoušky padáků	20
3.2 Počítačové modelování	21
4 Zmírnění zranění	23
4.1 Padákové záchranné zařízení	23
4.2 Systémy pohlcení energie	26
4.2.1 Ztráta hmotnosti	26
4.2.2 Podvozek.....	26
4.2.3 Podpodlahová oblast	30
4.2.4 Sedadlo.....	33
4.2.5 Omezovací systémy	36
ZÁVĚR	37
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	38

ÚVOD

Záchranná padáková zařízení pro celé letadlo je dnes u ultralightů standardem, a čím dál tím častěji se používá i u jiných kategorií letadel. Jejich použití či nepoužití je volbou pilota a dodnes zachránily téměř 500 životů[1]. Jejich použití je při vyšších rychlostech a hmotnostech obtížné. V této práci jsou rozebrána zranění vznikající při těchto přistáních a konstrukce, které jim zabraňují.

1 OBECNÉ PRINCIPY BEZPEČNOSTI

Letecký průmysl se stejně jako každý jiný snaží udržet u svých výrobků a jejich pasažérů vysokou míru bezpečnosti, nicméně kvůli vyšším rychlostem a přetížením je v případě havárie šance na přežití dost malá i navzdory všem snahám. Základní principy bezpečnosti letecké konstrukce, hrubě formulovány po první světové válce jsou dnes popsány zkratkou CREEP.

1.1 CREEP

C označuje container. Containerem se rozumí kabina letadla, a konstrukce musí při havárii udržet tvar do té míry, aby nedošlo k vniknutí částí konstrukce do částí do objemu, které zabírají těla pasažérů a nesmí se rozpadnout.



Obr.1 Havárie s porušením prostoru kabiny[2]

Na obrázku je havárie, která je pro pasažéry nepřežitelná, i kdyby se splnili všechny ostatní požadavky na bezpečnost. Nesplnění tohoto požadavku může být obtížně kontrolovatelné, kvůli elastické části deformace, která po havárii vymizí.

R označuje restraint. Tím se rozumí zejména pásy a airbagy. Jejich hlavní účel je zamezit dalšímu pohybu pasažérů během havárie, které by mohly způsobovat další zrychlení, a zabránit kontaktu s kabinou.

E označuje energy absorbtion. Tím se rozumí omezení zpomalení při havárii na přežitelné hodnoty. Hlavní prvky jsou deformační zóny a sedadla.

E označuje enviroment. Toto označuje prostředí kabiny, ve kterém chceme všechny objekty v oblasti, které může pasažér zasáhnout buďto odstranit, nebo pokrýt měkkou vrstvou. Také je nutné vhodně upevnit veškerá zavazadla, která by při havárii mohla způsobit zranění.



Obr.2 Kabina[3]

Na obrázku vidíme kabinu, ve které jsou kniply pokryty pěnovým materiálem, a lem okolo přístrojové desky je vyroben z měkkého plastu. Je nutné poznamenat, že většina opatření je funkční pouze pro zapoutaného pasažéra.

P označuje post-crash conditions. Po havárii musí být pasažéři schopni vyprostit se z pásů a airbagů, a dostat se z letadla. Konstrukce kabiny nesmí sevřít dveře nebo jinak v tomto pasažérům zabránit. Dále je důležité zabránit vzniku požáru, a to vhodnou konstrukcí palivového systému.[4]

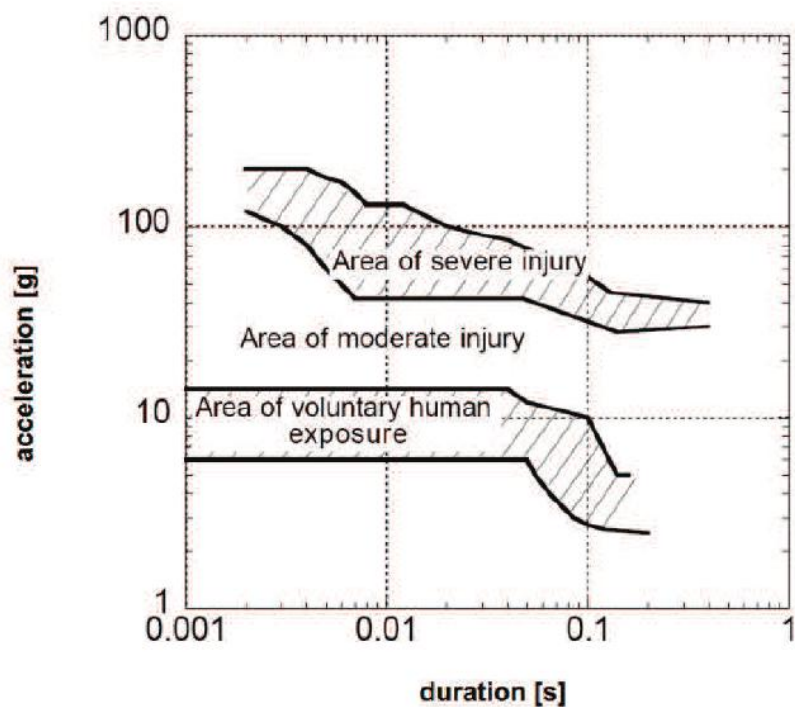
1.2 Limity lidského těla

Pro přežití havárie je z lékařského hlediska zabránit dvou věcem: nepřekročení limitních zrychlení, a nepoškodit nárazem hlavu. Ostatní zranění jsou přežitelná.

1.2.1. Limitní zrychlení

Při překročení těchto limitů dochází k poškození měkkých tkání a kostí. Hodnoty se liší pro směr a orientaci zatížení. Vynáší se do grafů, kterým se říká Eibandovy křivky (Eiband curve), kde na ose y je vyneseno logaritmus zrychlení v násobcích g, a na ose x je logaritmus doby, po kterou toto zrychlení působí.

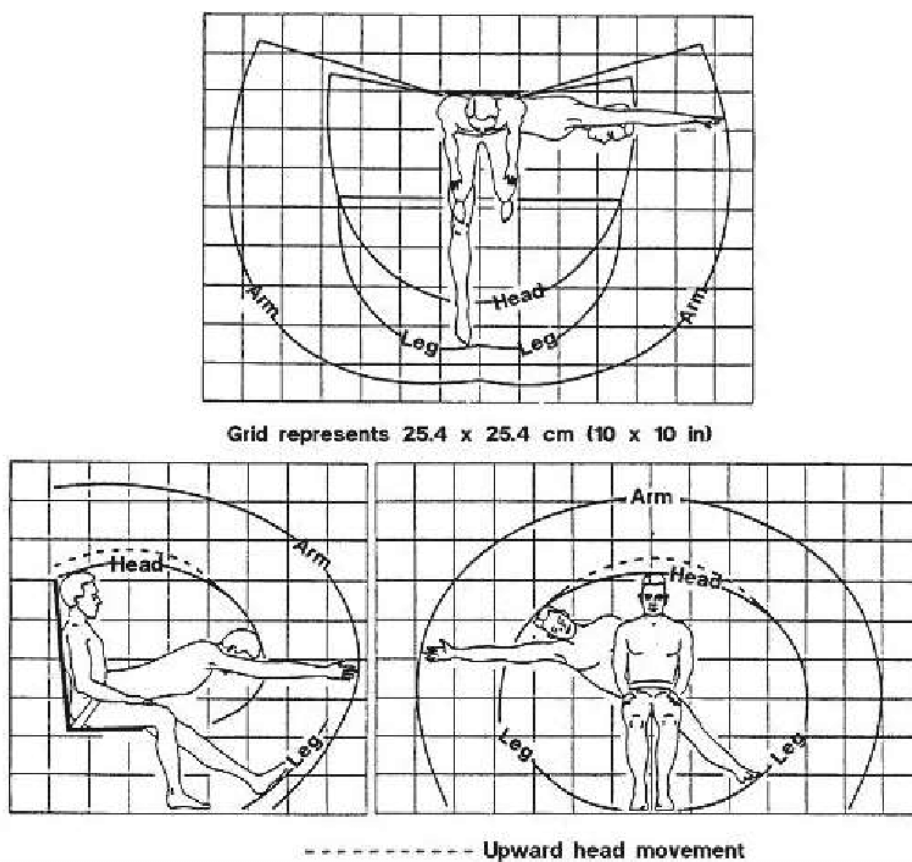
Hodnoty se zjišťují empiricky, testují se mrtvoly, zvířata, na dobrovolnících se zkoušejí hodnoty výrazně nižší. Jiná zvířata než lidoopi, zejména šimpanzi, se nepoužívají kvůli rozdílnému rozložení orgánů. Tyto testy jsou obecně konzervativní, těla na testy jsou často starších lidí v horší kondici, a šimpanzi mají obecně slabší kostru. Množství údajů se také přejímá z automobilového průmyslu[4].



Obr.3 Eiband curve pro $+G_z$ [4]

1.2.3 Nárazy

Při kontaktu těla může dojít k poškození tkáně i kostí snáze, je proto žádoucí zabránit pohybu co nejvíce a nechat v oblasti, kudy se tělo pohybuje, co nejméně předmětů. Této oblasti se říká strike envelope, někdy taky flail envelope, a pro každý typ zádržného systému je různá.



Obr.4 Flail envelope pro 2-bodový pás[4]

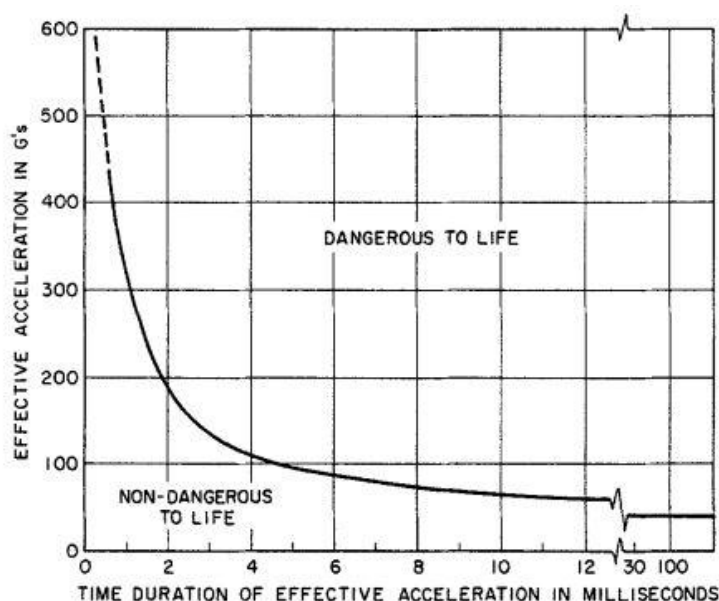
Tato oblast se obsahem shoduje s bodem environment kapitoly 1.1. Nejzranitelnější část hlavy je obličejová část, která se chrání použitím airbagů. Výzkumy zranění hlavy jsou vzhledem k jejich závažnosti obtížné a provádí se kontrolou reálných nehod.

1.3 Hodnocení zranění

Zranění se hodnotí čtyřmi hlavními způsoby, buďto podle sil, které je způsobují, jejich vlivem na funkčnost postižené části, podle své přežitelnosti nebo podle trvalých následků, které zanechají.

1.3.1 Head injury criterion

Head injury criterion (HIC) se používá k hodnocení zranění hlavy, vychází z Wayne state tolerance curve (WSTC). WSTC je křivka sestavená z množství testů na zvířatech, dobrovolnících a tělech.[4]



Obr.5 Wayne state tolerance curve[4]

Zjištění HIC probíhá tak, že z akcelerometru umístěného na testovací figuríně se zjistí potřebná data a HIC se vypočte podle vztahu (1).

$$HIC = \left\{ \left[\frac{1}{t_2 - t_1} * \int_{t_1}^{t_2} a * dt \right]^{2,5} (t_2 - t_1) \right\}_{max} \quad (1)$$

kde t_2, t_1 [ms] doba, během které zrychlení působí
 a [m*ms⁻²] zrychlení

Časový rozdíl t_2-t_1 je maximálně 36 ms a minimálně 1 ms, často se používá 15 ms. Jako limitní hodnota se používá HIC=1000. HIC, a ani kritéria, ze kterých vychází, nerozlišují

mezi poškozením mozku a prasknutím lebky. WSTC je kritizováno z důvodu spojení dat z dobrovolníků, zvířat a těl do jednoho souboru nicméně použití je zakotveno v legislativě.

1.3.2 Abbreviated injury scale

Abbreviated injury scale (AIS) přiřazuje každému zranění sedmimístný kód, ve kterém prvních šest číslic určuje charakter a umístění zranění, a sedmé číslo určuje jeho závažnost. Tato má 6 stupňů, 1 odpovídá 0% šanci na úmrtí a 6 odpovídá 100%. Stupně jsou anglicky pojmenovány minor-moderate-serious-severe-critical-maximum.[4]

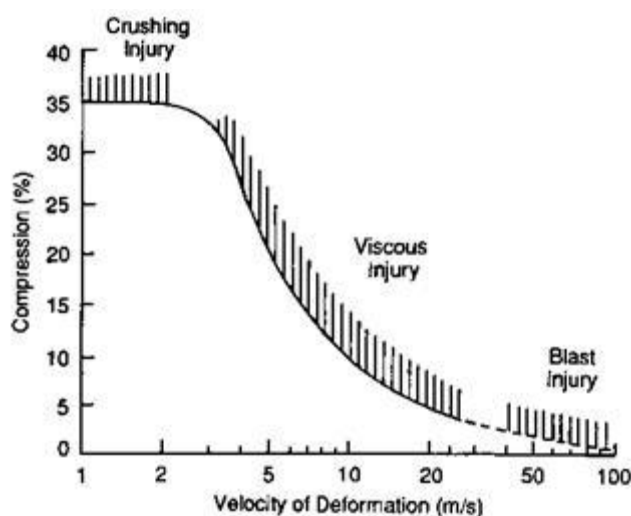
1.3.3 Injury severity score

Injury severity score (ISS) použije tři nejvyšší hodnocení z AIS ze tří různých částí těla (různých podle AIS) a sečte jejich druhé mocniny. Nabývá hodnoty 0 až 75, pokud je $ISS > 15$, potom se hovoří o polytraumatu. Pokud je některé z AIS hodnocení rovno 6, ISS se automaticky stanoví na 75.[4]

1.3.4 Další metody

N_{ij} criterion popisuje zranění krku, srovnává hodnoty axiální síly a ohybového momentu s dovolenými.

Viscous criterion popisuje zranění měkkých tkání v hrudníku.



Obr.6 Viscous criterion[4]

Injury impairment scale (IIS) se používá na popis trvalých následků zranění. Škála má 7 stupňů, od žádného trvalého následku po znemožnění jakékoliv funkce.[4]

V praxi letecké bezpečnosti se běžně používá HIC, normy dále předepisují maximální sílu v pásu, která může způsobit ranění hrudníku a napětí v páteři.[4]

Tyto škály se využívají zejména při vyšetřování leteckých nehod, jejich výsledky jsou dostupné ze stránek národních úřadů, např. českého ÚZPLN nebo amerického NTSB.

2 POPIS SITUACE PŘI PŘISTÁNÍ

I navzdory vysoké kvalitě letecké výroby a úrovni údržby dochází k nehodám. Rozdělit tyto situace můžeme na standardní nouzová přistání a přistání pomocí záchranného padákového systému.

2.1 Nouzové přistání

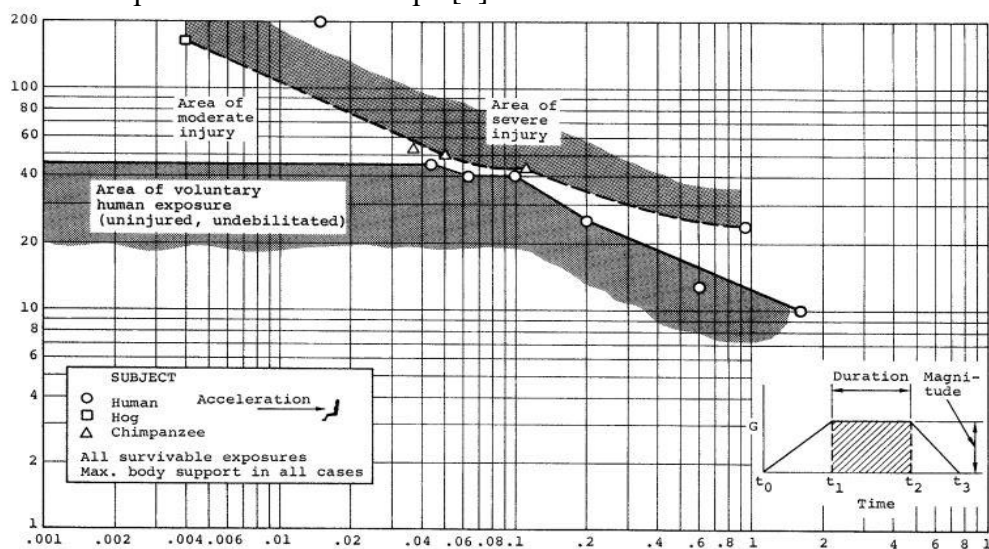
V situaci, kdy dojde např. k vysazení motoru a udržení kontroly nad strojem v prostředí, kde je nouzové přistání možné, tj. blízko přistávací dráhy, zoraného pole apod. je nouzové přistání doporučované. Při nouzovém přistání na např. prázdnou silnici nemusí dojít k poškození stroje, ani zranění pilota.

Nouzová přistání se dělí na vynucené, což je okamžité přistání z důvodů, které znemožňují pokračovat v letu, preventivní, kde je pokračování v letu možné, ale nedoporučitelné a přistání na vodě. Obecně, preventivní přistání je bezpečnější, je více času na zhodnocení situace a lze použít motorovou jednotku. Neprovedení preventivního přistání může vést na vynucené přistání.

Při nouzovém přistání je doporučeno snížit co nejvíce vertikální složku rychlosti, tj. snažit se o co nejjemnější přistání. Je doporučeno přistávat pokud možno proti větru s vysunutými klapkami. Při přistání do vody je použití klapek naopak nedoporučováno. Nos letadla by měl být konstruován tak, aby po povrchu klouzal, než aby se zabořil.

Při přistání do měkkého materiálu jsou vysoká zrychlení proti směru letu, která se při přistání na tvrdý povrch neprojeví tak výrazně.

Při tomto typu přistání se využijí pohlcovače energie umístěné v přední části letadla, a je potřeba věnovat pozornost flail envelope.[5]



Obr.7 Eibandova křivka pro $-x[4]$

Obr. 7 ukazuje limitní hodnoty pro zrychlení směrem břicho-záda, které se bude v této situaci převážně vyskytovat. Při jejich překročení může dojít k poškození páteře, hrudníku a orgánů, hlavně vlivem pásu.

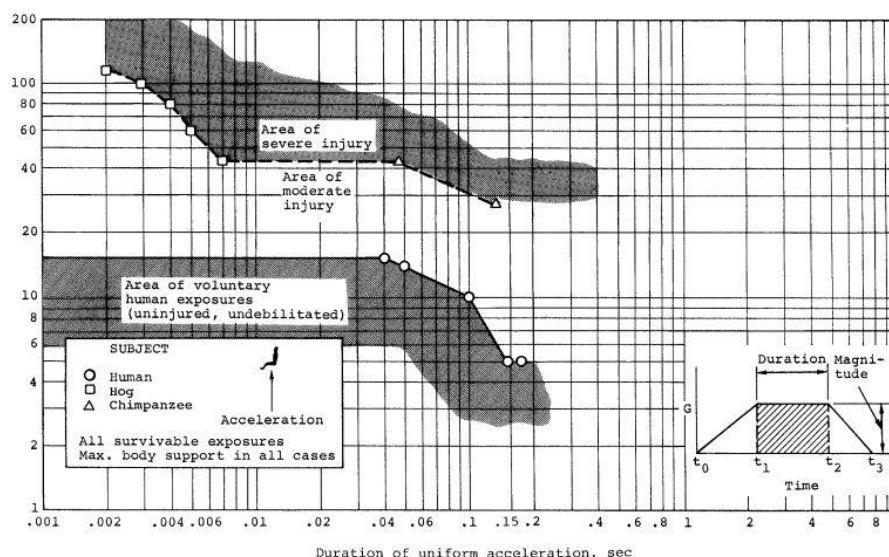
2.2 Přistání pomocí záchranného padákového systému

V případě ztráty kontroly nad strojem, vysazení motoru v malé výšce, v případě kolize, porušení letadla, nebo problému nad obtížným terénem jako je les nebo hory, ale i v případě nezkušeného pilota je velice vhodnou alternativou klasickému nouzovému přistání.

Padákový systém je omezený maximální rychlostí a minimální výškou použití, při vyšších rychlostech může dojít k odtržení padáku a při spuštění v nízkých výškách se padák nemusí stihnout dostatečně nafouknout.

Existují i nevýhody padákového zařízení, mezi ně patří zejména nemožnost stroj ovládat po spuštění systému, stroj může přistát např. ve stromech, firmy jako Cirrus proto ve svých prospektech informují, že záchranný padákový systém je určen k záchraně pasažérů, a nikoliv stroje.

Padákový systém se často umísťuje tak, aby stroj dopadal pod mírným úhlem na podvozek. Při tomto typu přistání působí zrychlení směrem vzhůru, nedochází k výraznějšímu pohybu těla. Někdy se padáková zařízení umísťují do ocasní části, v tom případě je popis situace podobný situaci při nouzovém přistání.[6],[7]



Obr.8 Eibandova křivka pro +z[4]

Při překročení limitů na obr.8 dochází k poškození páteře, zejména krční a bederní obratle mohou utrpět poškození na jejich výbězcích. Sedadla bývají lehce zakloněná, pokud je hlava při dopadu opřená, nedochází k výraznému pohybu, flail envelope tedy není kritická.



Obr.9 Poškození páteře[8]

3 MODELOVÁNÍ DOPADU

Dopad při nouzových přistání je komplexní situace s mnoha proměnnými, její modelování může být dost obtížné. Situace se dá rozdělit na dvě podkapitoly, na počítačové modelování a reálné zkoušky, jejichž výsledky se potom srovnávají splatnými normami.

3.1 Praktické zkoušky

Pro získání typového průkazu musí letadlo projít velkým množstvím zkoušek, zde budou zmíněny jen ty, které jsou významné pro toto téma. Ty se dají rozdělit na dva druhy, tedy pádové zkoušky, jejichž výsledek jsou zrychlení působící na pasažéry při dopadu a zkoušky padáků, které primárně měří čas do otevření padáku.

3.1.1 ATD

ATD je zkratka pro antropomorphic testing device, taky crash test figurína, je nejvýznamnější nástroj využívaný při crash testech nejen letadel. Figurína se shoduje s člověkem co nejvíce, má podobné rozměry, hmotnost a její rozložení, pevnosti a možnosti pohybu jako člověk. Je vybavena přístroji na měření sil, zrychlení a deformaci, které při havárii působí. Jejich výroba a použití začala s 50. léty a cena moderních figurín s elektronickými výstupy se pohybuje ve statisících dolarů.[4]



Obr. 10 FAA Hybrid III ATD[4]

Hlavní požadavky na ně jsou výdrž, schopnost přesného měření, snadné používání a opravy a věrné zobrazení populace, kterou reprezentují. Některé typy se vyrábí jen ve velikosti 50 percentilového muže, jiné jsou i ve velikostech 5 percentilové ženy a 95 percentilového muže.

Starší varianty mívají zjednodušené složitější části jako krk, mohou proto dávat nepřesné výsledky.

Existují různé varianty pro různé testy, např. se složitější pánví a páteří pro testy nárazu chodce a auta, a boční nárazy mají svoje specifické figuríny.

V leteckém průmyslu se nejčastěji používá FAA Hybrid III a pro boční nárazy WorldSID.

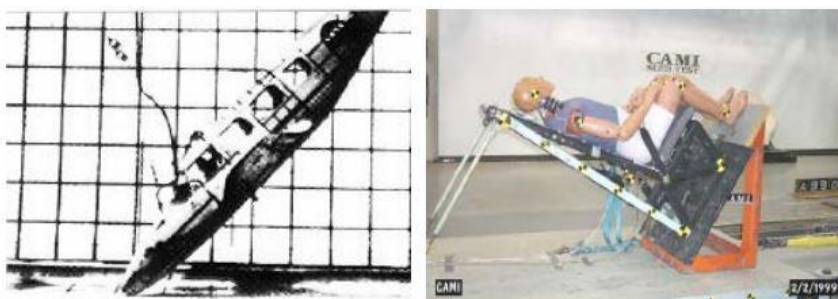
3.1.2 Zkoušky konstrukcí

Zkoušky sedadel a konstrukcí a normy jich se týkající jsou v Evropské unii přejaté z amerických norem CFR §25.512, §23.562 a §23.561. Normy předepisují minimální rychlosti dopadu a zrychlení a maximální síly, které působí mezi pasažéry a pásem, v jejich páteřích a maximální HIC. Oproti například aerodynamickým zkouškám se tyto zkoušky většinou nedělají zmenšených modelech.

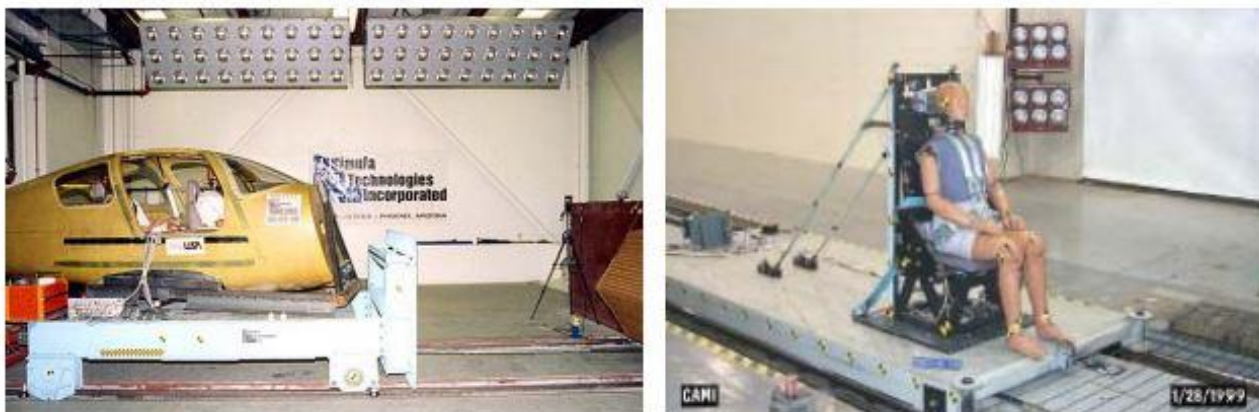


Obr.11 Pádová zkouška[9]

Podle CFR §23.562, která testuje jen sedadla a jejich pásy se používají dva testy, první, označovaný jako Test 1 je náraz pod úhlem 30°, který má simulovat nouzové přistání, druhý, známý jako Test 2 je vodorovný náraz pod úhlem 10°, který simuluje náraz při klouzání po přistání. Figuríny a sedadla se umístí na sedačky, které se urychlí proti překážce.[10]

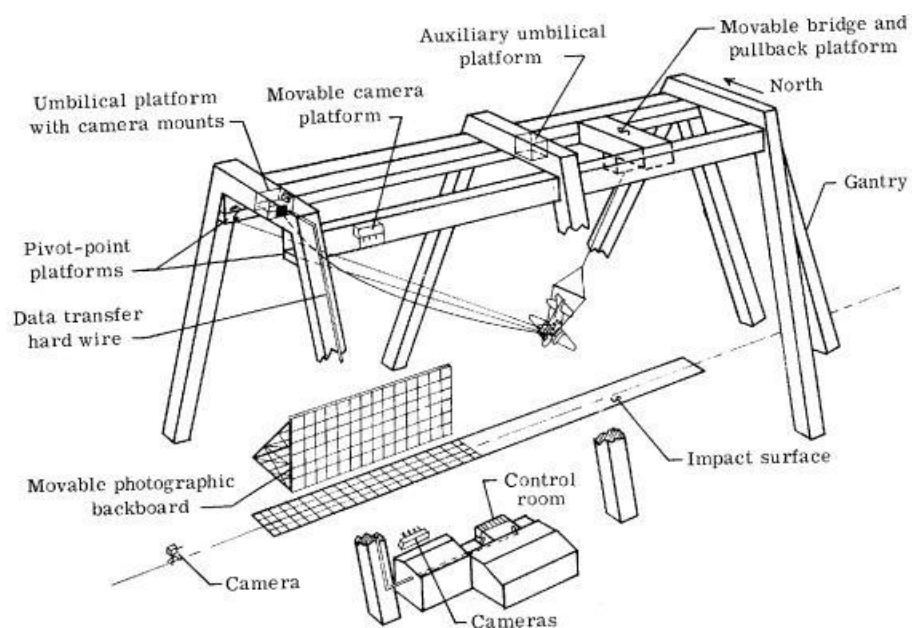


Obr.12 Test 1[11]



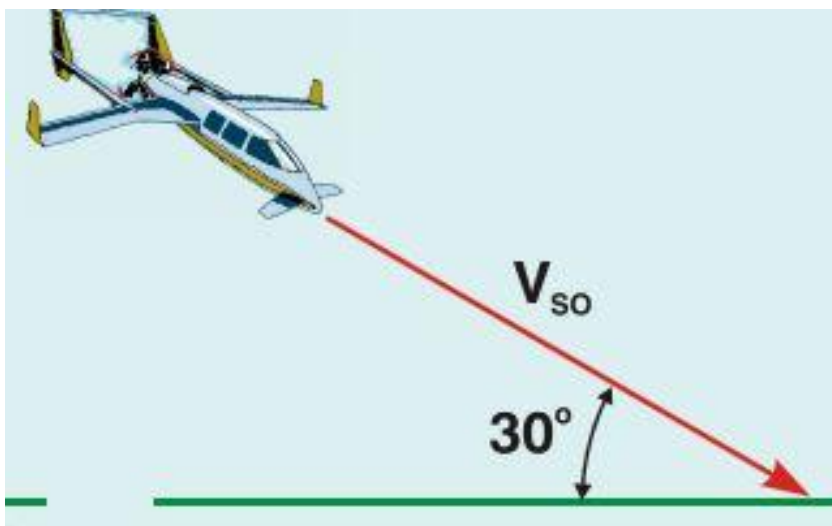
Obr.13 Test 2[11]

Další běžně užívaný test je test AGATE, který používá věž, na které je letadlo umístěné na lanech. Posuvy kotvících bodů se mění rychlost a úhel dopadu.



Obr.14 Testovací věž pro test AGATE[11]

Test AGATE používá celý trup letadla, provádí se dva typy shozů, jeden na tvrdý povrch, druhý na měkký povrch, shozové rychlosti odpovídají pádovým rychlostem letadla.



Obr.15 Testovací podmínky AGATE[4]

3.1.3 Zkoušky padáků

U padáků se zkouší rychlost klesání, doba otevření a ráz při něm.

Česká norma LAA ZL 2 říká, že záchranný systém není povinný, udává maximální rychlost klesání 6,8 m/s, ověření pevnosti padáku při maximální rychlosti a hmotnosti, dynamické rázy a stabilitu při nich. Dále se zkouší výstřelem padáku z vozidla, alespoň jednou přes překážku, která představuje ocasní plochy letadla.[12]

Německá norma DULV záchranný systém pro letouny typu ultralight požaduje. Ověřuje se pevnost a rázy při maximální hmotnosti a rychlosti a stabilitu při nich, podobně jako u českého předpisu. Německá norma používá koeficient $k = \text{maximální rychlost} / \text{hmotnost}$, který určuje dobu, za jakou se musí padákový vrchlík otevřít a rychlosti, za jakých se zkouší. Dále požaduje maximální rychlost klesání 7,5 m/s a udává minimální výšku záchrany posádky.[11]

Americká norma ASTM F23-16 popisuje pouze testovací rychlosti a hmotnosti.[13]

Mimo testování všechny normy předepisují, že padáková zařízení musí být označena, jak v kabině, tak na letadle, aby nedošlo při záchrane k nehodám při nechtěném spuštění rakety.

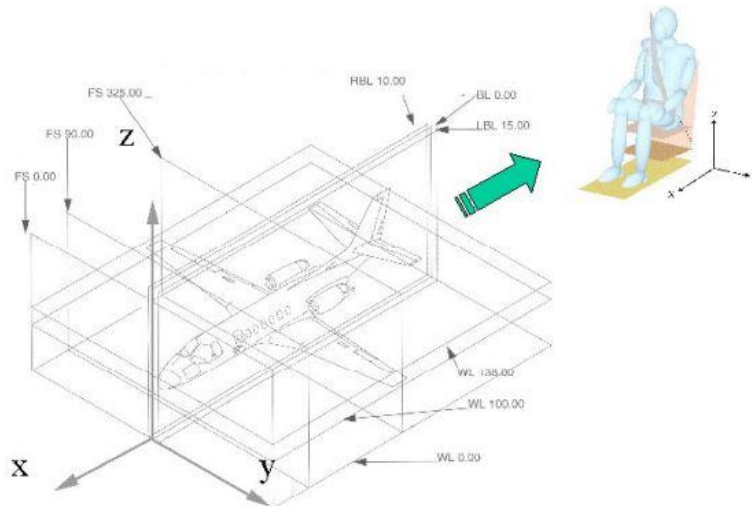
V českém prostředí se často používá jako výchozí německá norma z důvodu exportu.



Obr.16 Test padáku[14]

3.2 Počítačové modelování

Počítačové modelování těchto situací zrychluje a zlevňuje proces zhodnocení bezpečnosti. Padáky se pomocí počítačových simulací kontrolují obtížně, tyto simulace se obtížně verifikují. Provádí se ve specializovaných programech jako ANSYS nebo MADYMO.



Obr.17 Standardní souřadný systém[4]

Na obr.17 je souřadný systém, předepsaný v americké normě SAE J211, který se používá u nárazových testů a jejich modelů. Modely pasažérů jsou optimalizovány tak, aby jejich chování odpovídalo chování běžně používaných ATD.

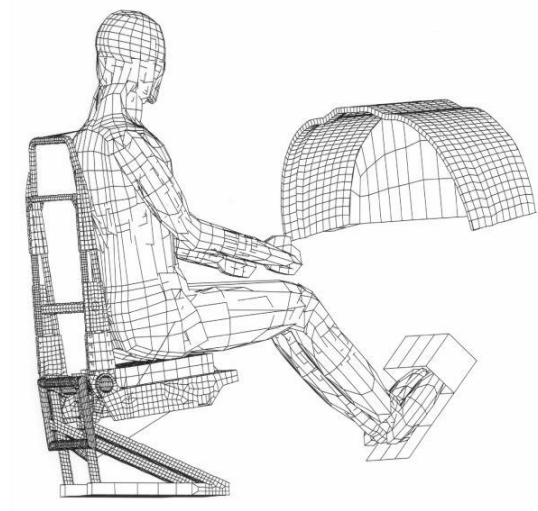


Obr.18 Model pasažéra podle MBS[4]

Modelování probíhá buďto metodou mnoha těles nebo pomocí metody konečných prvků. V metodě mnoha těles (MBS) se model tvoří z množství jednoduchých tvarů, které jsou spojeny kinematickými podmínkami. Tato metoda je vhodná k získání výsledného pohybu soustavy.

Použití metody konečných prvků (MKP) je složitější, ale při modelování přistání dává vhodnější celkový obraz, její výsledek jsou totiž napětí v objektu a jejich vzájemné silové působení. Metoda MBS se dopouští z hlediska bezpečnosti příliš velkých zjednodušení.

Pro vytvoření modelu pro MKP se geometrie importuje z modelu ze systému CAD, algoritmus převede každou součást na množství malých prvků. Prvky mohou být jedno-, dvou- nebo třírozměrné. Potom se součásti spojí, definují se jejich materiály a zatížení. Předepíší se okrajové podmínky. Při výpočtu se nahradí posuvy bodů polynomy a tyto se vypočtou pomocí podmínky nejmenší potenciální energie.[15]



Obr.19 Model pasažéra podle MKP[15]

Dá se používat i hybridní modelování, kde se nedůležité části MKP modelu nahradí nedeformovatelnými tělesy podle MBS.

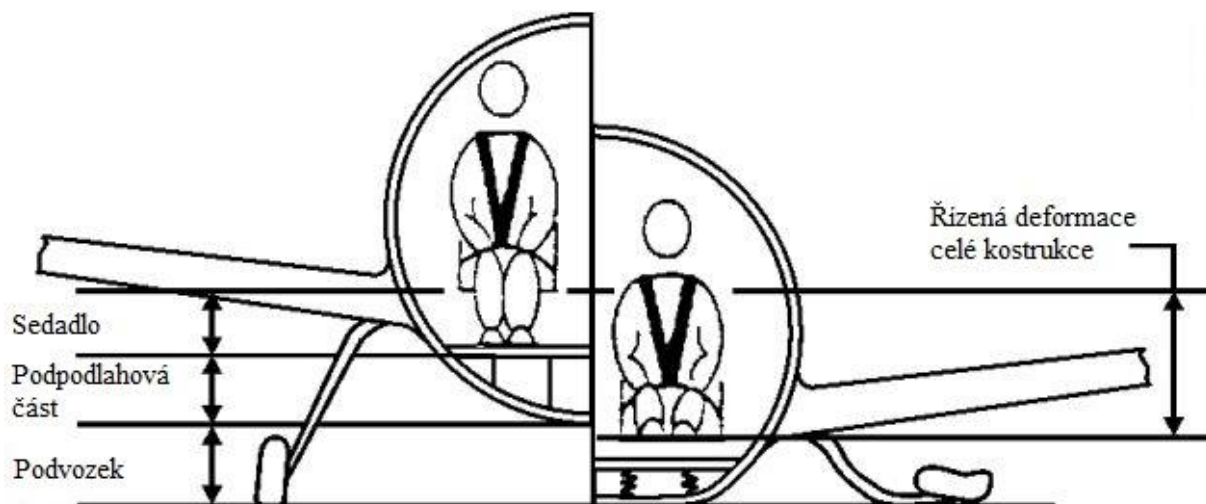
Pásy se modelují nejčastěji jako pružnými vazbami spojené segmenty nebo pomocí konečných prvků. Sílu předpětí pásu je potřeba předdefinovat.

Kovové materiály se modelují nejčastěji jako lineární, kompozity se modelují jako dva materiály spojené přes okrajové podmínky, pěnové materiály mají předdefinovanou křivku napětí-deformace.

Okrajové podmínky jsou dvojího druhu, kinematické okrajové podmínky simulují odebrání stupně volnosti, kontaktní jsou nespojitě.[15]

4 ZMÍRNĚNÍ ZRANĚNÍ

Při nouzovém přistání se záchranným padákovým zařízením jsou hlavním údajem z hlediska bezpečnosti působící zrychlení a jeho doba. Tato se ovlivňují dopadovou rychlostí a deformací. Kinetická energie z dopadu se musí přeměnit na energii deformační, a čím více kinetické energie se spotřebuje na deformaci dříve, než se dostane k posádce, tím menší je zatížení na ni. Zjevné řešení, snížit dopadovou rychlost, vyžaduje zvětšení plochy padáku, a kvůli nárůstu hmotnosti se nepoužívá.

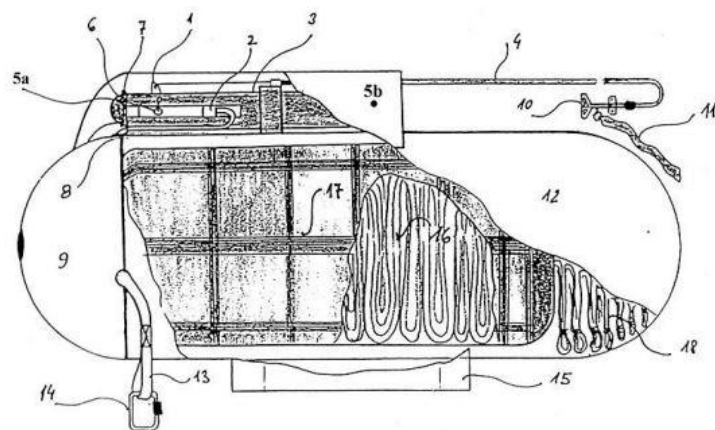


Obr.20 Řízená deformace konstrukce[4]

Hlavní části konstrukce, ve kterých tato řízená deformace probíhá, jsou podvozek, část trupu pod a v případě čelního nárazu před kabinou, a sedadlo. Tyto musí fungovat společně, musíme u nich docílit co nejvíce energeticky náročné plastické deformace. Ostatní části konstrukce z tohoto hlediska musí jen neohrozit oblast kabiny a zajistit, aby bylo možné letadlo opustit, což u letadel hornoplošného uspořádání nebo s motorem nad kabinou může být obtížně zajistitelné. Jiný problematický prvek může být podvozek, který zejména u typů se zatahovacím podvozkem, může prorazit do kabiny a způsobit výrazné škody. Takovéto funkce se snadno dosahuje vyvýšením kabiny, ale v tomto případě hrozí konstrukci převrácení.[16]

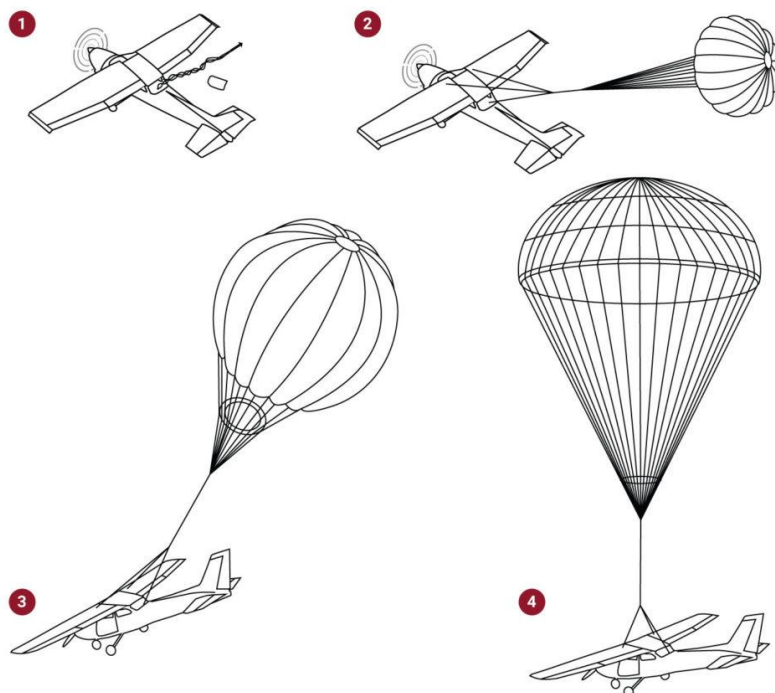
4.1 Padákové záchranné zařízení

Padákové záchranné zařízení, anglicky BRS- ballistic recovery system, taky BPS- ballistic parachute system, je nouzové zařízení, které umožňuje spuštění celého stroje i s posádkou na zem. Skládá se ze samotného padáku, aktivační rakety, lan a připojení kompletu k letadlu.[17]



Obr.21 Kontejner BRS[17]

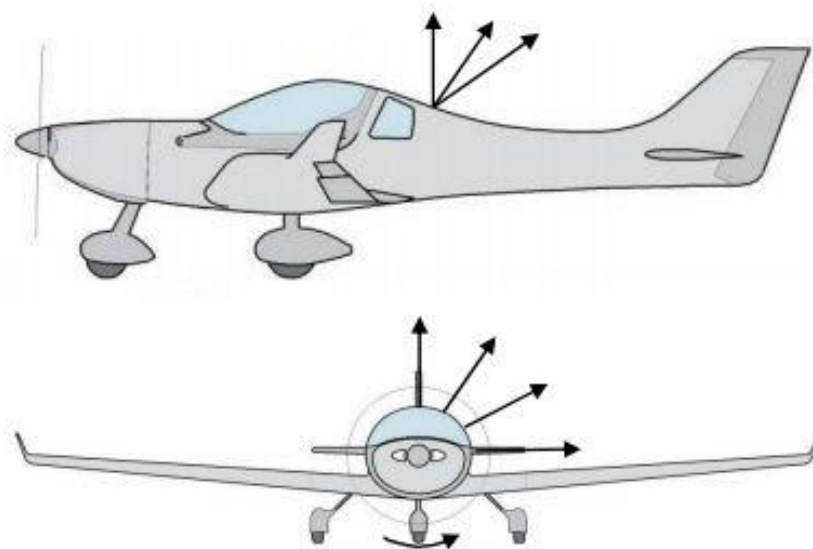
1-8 spoušť a raketa, 9- odklopné víko, 13-15 připojení k letadlu, 16 vrchlík padáku, 17 obal padáku, 18 šňůry.



Obr. 22 Spuštění BRS[18]

Po aktivaci systému pilotem se vystřelí raketa, která za sebou táhne vrchlík. Po napnutí lan se raketa odděluje a pokračuje do vyhoření paliva. V době, která závisí na rychlosti a poloze letadla se vrchlík nafukuje, během této fáze dochází k výraznému kmitání. V případě vývrtky může tato fáze trvat i 10 sekund a stroj může klesnout až o 500m. Potom dojde k ustálení pádu.[17]

Souprava padákového systému se na letadlo může umístit vně, nebo uvnitř, podle konstrukce. Nemontuje se na silně vibrující části jako podvozek nebo motorové lože. Pokud je umístěna uvnitř, musí se zajistit odvod spalín rakety, které mohou být jedovaté a mohou ohrozit palivový systém.



Obr.23 Směr výstřelu rakety[17]

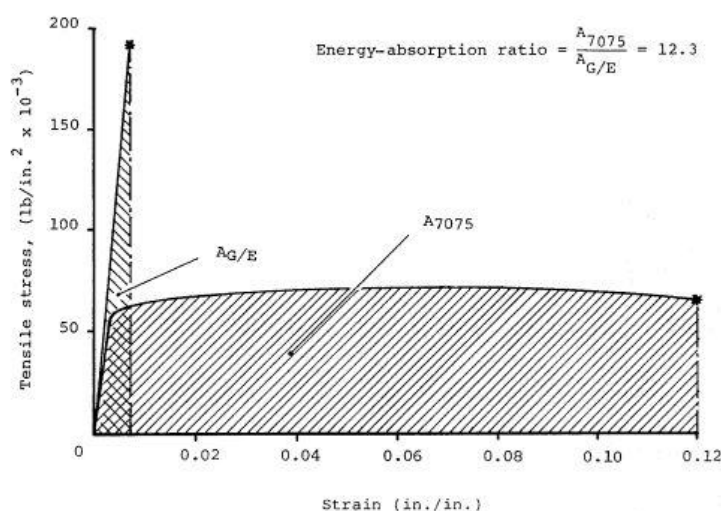
Směr vystřelení rakety je směr vytahování padáku a jeho volba je kompromis mezi vzniklým rázem a kýváním a dobou plnění vrchlíku. Při střelbě kolmo vzhůru může při vysokých rychlostech dojít ke kmitu, při kterém bude letadlo nad vrchlíkem, což způsobí ztrátu výšky, výstřel se proto orientuje směrem k ocasu a lehce stranou, aby nedošlo k zasažení ocasních ploch.

U letounů s tlačnou vrtulí a vírníků se výstřel směřuje pod úhlem do boku tak, aby nedošlo ke kontaktu lan a disku vrtule.

Padáková zařízení pro záchranu celého letadla se začala používat v USA, od roku 1982 je firma Ballistic recovery systems instalovala na ultralighty, od roku 1993 na Cessny. V roce 1994 začala BRS instalovat firma Cirrus do svých letadel, a dnes je nejvýznamnější výrobce. Česká firma Galaxy je druhý největší výrobce.[19]

4.2 Systémy pohlcení energie

Jak bylo dříve řečeno, pohlcení energie probíhá plastickou deformací, a to zejména v oblasti pod prostorem osádky, tedy podvozek, spodní část trupu a sedadlo. Velké množství moderních strojů používá kompozitní materiály, které na rozdíl od tvárných materiálů jako ocel nebo hliníkové slitiny bývají křehké, musí proto být vhodně tvarované, nebo se musí využít jiných mechanismů na pohlcení energie.[20]



Obr.24 Tahové diagramy hliníku a kompozitu[20]

Na obrázku vidíme srovnání tahových diagramů hliníkové slitiny a kompozitu grafit-epoxidová pryskyřice. Plocha pod křivkou je deformační energie, kterou jsou materiály schopny pojmout do lomu. Kompozit má lepší měrnou tuhost a další vlastnosti, ale hliníková slitina pojme 12krát více energie. Další důležitá vlastnost kompozitů je jejich anizotropie.

4.2.1 Ztráta hmotnosti

Cílené dělení konstrukce během dopadu s cílem snížení celkové kinetické energie se u menších letadel obecně nedoporučuje. Hlavní nevýhoda tohoto principu je možnost poškození kabiny těmito oddělnými částmi. Tento princip se využívá hlavně u hornoplošných letadel, kde se oddělením křídel navíc zbavíme nebezpečné zátěže umístěné nad prostorem osádky.[4]

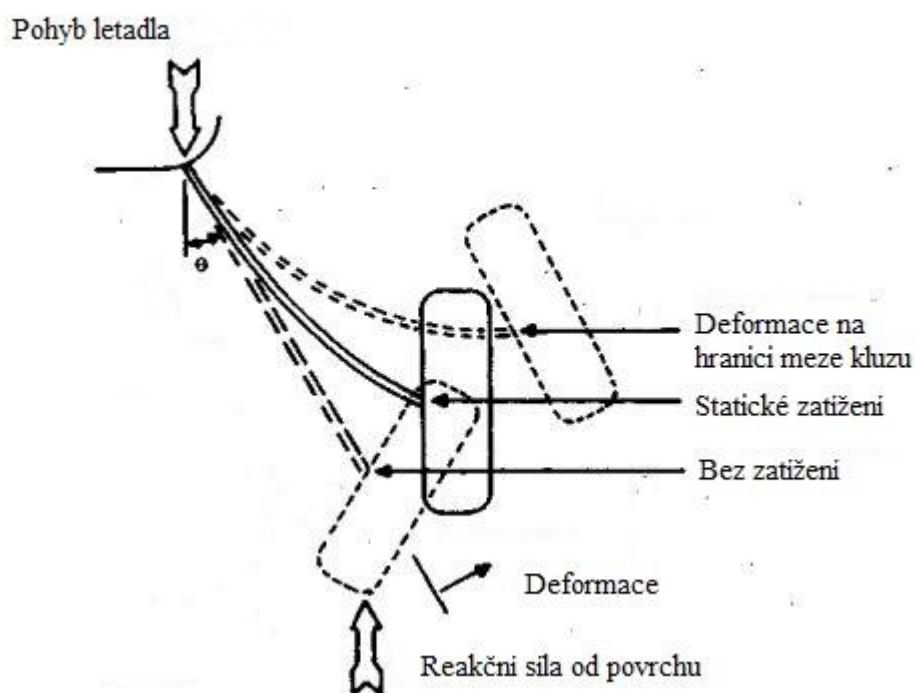
4.2.2 Podvozek

Podvozek bývá první část konstrukce v kontaktu se zemí. V případě vertikálního dopadu je konstrukce podvozku významná, z hlediska konstrukce je žádoucí využít co nejvíce neformovatelného prostoru, nicméně při dopadu na měkký povrch nebo na vodu se podvozek rychle zaboří a jeho efektivita je snížena. U letadel se zatahovacím podvozkem je vhodné konstrukci řešit tak, aby vedla k přežitelným dopadům i bez podvozku. Hlavní nebezpečí u podvozku je jeho možná penetrace prostoru posádky nebo palivových nádrží, čemuž je nutné se vyhnout.[4]



Obr.25 Podvozek s pevnými vzpěrami[21]

Podvozek s pevnými vzpěrami, je nejstarší a nejjednodušší typ podvozku. Podvozek je připojen pevnou konstrukcí přímo k trupu. Nemá žádnou schopnost pohlcovat energii, a to ani při běžném přistání. U tohoto typu je možnost penetrace trupu velice vysoká.



Obr.26 Vzpěry z pružinové oceli[16]

Podvozek se vzpěrami z pružinové oceli je uložen pod úhlem, a po zatížení se podvozková noha deformuje. Tento typ podvozku je vhodný spíše pro menší letadla, má dobrou schopnost pohlcení energie, při běžném přistání se ohýbá elasticky a je schopen plastické deformace. Vzhledem k vlastnostem materiálu, dochází nejdříve k elastické deformaci v takové míře, že

vniknutí podvozku do konstrukce není pravděpodobné. Tento typ podvozku je lehký, jednoduchý na výrobu a údržbu a velice odolný.[16]



Obr.27 Tlumení typu bungee cords[21]



Obr.28 Tlumení typu donut type rubber cushion[22]

Při použití gumových tlumičů je podvozek spojen se zbytkem konstrukce pohyblivě, o tlumení se stará elastický materiál. Takzvané tlumení pomocí bungee cords jsou dvě části podvozku spojeny množstvím předepjatých elastických vláken, která se natahují. Jak je zřejmé z názvu, tyto se běžně nahrazují elastickými lany na bungee jumping. Tento typ se používá například u letadel Piper. Tlumení pomocí donut rubber cushion je realizováno množstvím sérově řazených válečků s otvorem, které tlumí svojí elastickou deformací. Tento typ se používá například u letadel Mooney. Gumové části těchto tlumičů musí být kontrolovány a po čase vyměňovány.



Obr.29 Hydraulické tlumiče[23]

Olejo-pneumatický tlumič jednak mění kinetickou energii na energii tepelnou a druhak se v něm stlačuje plyn. Síla z podvozku tlačí kapalinu otvorem vysokou rychlostí, tím vzniká ztrátové teplo. Někdy se setkáváme čistě jen s hydraulickým nebo jen s pneumatickým tlumičem. Tento typ tlumení je nejkomplexnější a nejdražší, a přináší nejlepší výsledky. U vojenských velkých dopravních letadel se používá výlučně tento typ, u menších letadel se používá méně často.[21]

Často u jednoho typu letadla můžeme najít různé typy odpružení na předním/zadním a hlavních podvozkových nohách.

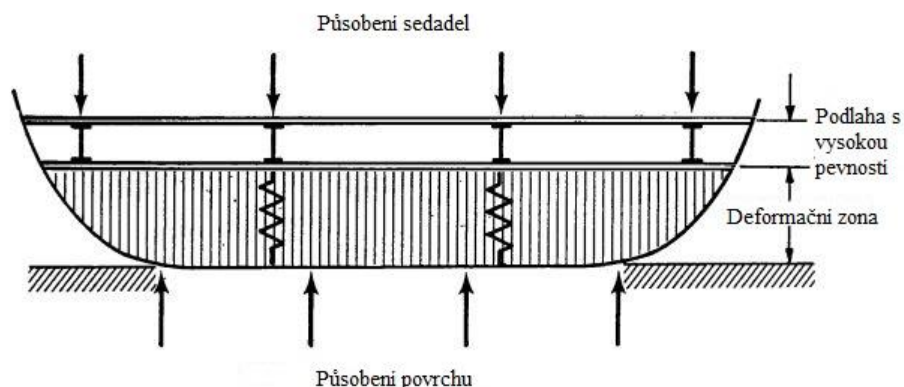
Tlumení dopadu od samotné pneumatiky je z hlediska bezpečnosti zanedbatelné.

Mimo podvozku samotného je také důležitá konstrukce jeho uložení, zejména u zatahovatelného podvozku.

Celkově nejvhodnější, bohužel také nedražší, ale dnes už používaný i u sportovních letadel je systém s olejo-pneumatickými tlumiči. Pohlcují největší množství energie a lze dosáhnout delšího pohybu. Tento systém lze také velice dobře navrhnout pro různé žádané zatížení a deformace.

4.2.3 Podpodlahová oblast

Podpodlahová oblast, anglicky označovaná subfloor, je druhá část letadla, která se dostává při vertikálním nárazu do kontaktu se zemí.



Obr.30 Schéma podpodlahové části trupu[4]

Jak je vidět na obrázku, deformace probíhá pouze v podpodlahové části, podlaha samotná je konstrukčně řešena tak, aby se deformovala co nejméně a směrem dolů, aby nedocházelo k omezení životního prostoru osádky.[16]

Druhá žádaná vlastnost podpodlahové části je změna charakteru zatížení. Běžně zrychlení dosahuje maxima a poté má velice nízkou hodnotu. Tento impuls je charakteristický pro strukturu, ve které dochází k meznímu stavu vzpěrné stability. Podpodlahová struktura se tento impuls snaží měnit na takový, kde má zrychlení přibližně konstantní hodnotu, která nepřekročí limity lidského těla a dochází k překročení mezního stavu pevnosti.[24]

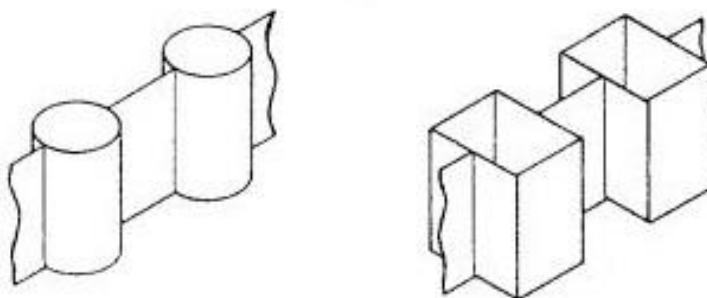
S tímto záměrem se pod podlahou nepoužívají běžné nosníky, ale tvary, které mají tyto vlastnosti: pohlcení co možná nejvíce energie na velikost průhybu; snížení maximální hodnoty zrychlení; vysoká pevnost; snadnost výroby a nízká hmotnost. Různé varianty se často kombinují a dutiny se někdy vyplňují pěnovou hmotou. [24]

V první části jsou běžně používané metody.



Obr.31 Sine wave beam[25]

Sínový nosník-sine wave beam- snižuje maximální zrychlení o přibližně 10% a absorbuje vyšší množství energie než běžný nosník. Nárůst hmotnosti není tak vysoký. Tento tvar ale není o mnoho více odolný proti vzpěru.[24]



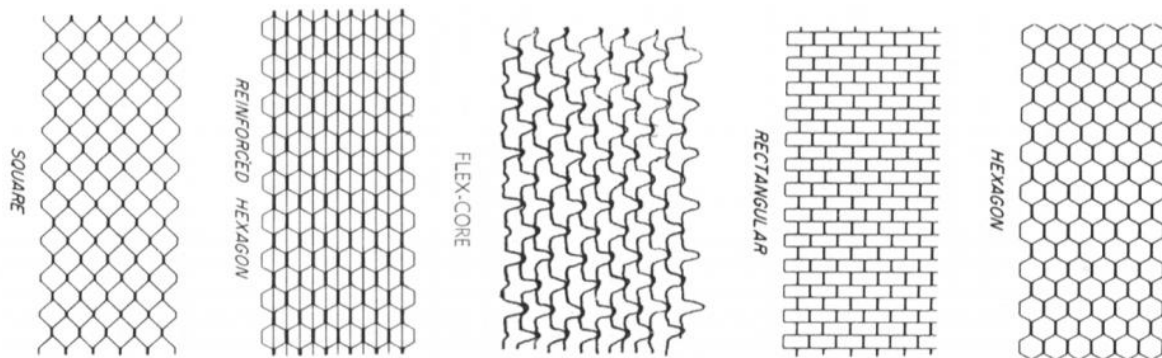
Obr.32 Circular- rectangular tube stiffened beam[24]

Tento typ nosníků je vyztužen kruhovými nebo obdélníkovými částmi. Mnohem lépe odolává meznímu stavu vzpěrné stability, ale nesnižuje maximální zrychlení a pro kýžený efekt narůstá hmotnost.[4],[24]



Obr.33 Honeycomb sandwich[26]

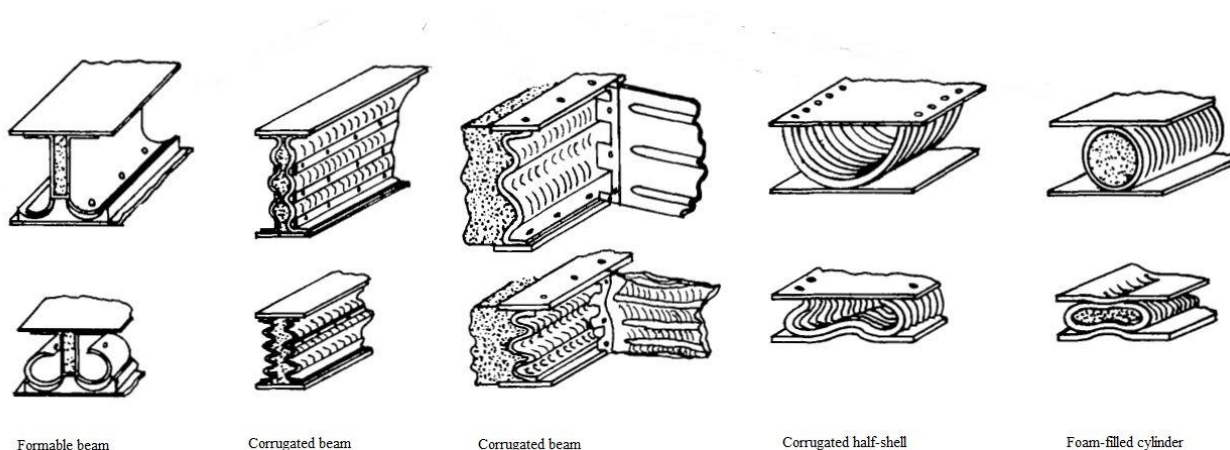
Tato varianta se skládá z tuhých vrstev na okraji a duté tvarované výplně. Slovo honeycomb označuje medovou plástev, ale ve strojírenství může honeycomb construction označovat i jiné tvary výplně než jen šestiúhelníky, viz Obr.34



Obr.34 Tvary výplně[27]

Tyto prvky se používají i v automobilech. Vnější vrstva bývá vyrobena z uhlíkových vláken, nebo duralová, výplň se vyrábí z různých kovových materiálů nebo polymerů, často Nomex, což je materiál podobný nylonu nebo Rohacel, pěnový materiál. Toto řešení je jedno z nejpoužívanějších, v dostatečných rozměrech snižuje maximální hodnotu zrychlení a omezuje vzpěr.[24]

Ve druhé skupině jsou řešení, která využívají různých typů vlnitého plechu.



Obr.35 Experimentální energy absorbery před a po deformaci[24]

Tyto varianty dobře pohlcují energii svojí plastickou deformací a stlačením pěny uvnitř nich. Jejich hlavní nevýhoda je složitější výroba a jejich vyšší hmotnost.

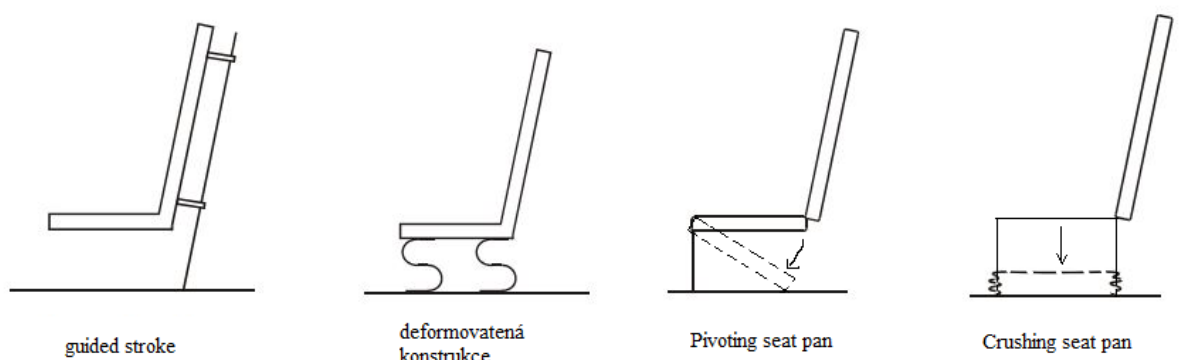
V současnosti největšího rozšíření dosahuje honeycomb sandwich, má dobré vlastnosti co se týče snížení maximální hodnoty zrychlení a vlastnosti se dají významně ovlivnit tloušťkou stěny a tvarem prvků. Tyto konstrukce se využívají i v běžném životě čím dál častěji, jsou proto dostupné.

4.2.4 Sedadlo

Sedadla jsou třetí část, která přenáší při nárazu zrychlení na osádku. Jejich konstrukce představuje kompromis mezi pohodlím pasažéra, bezpečností a rozměry člověka. Sedadla bývají většinou připojena k podlaze, ale jsou i varianty připojení ke stěnám nebo stropu.

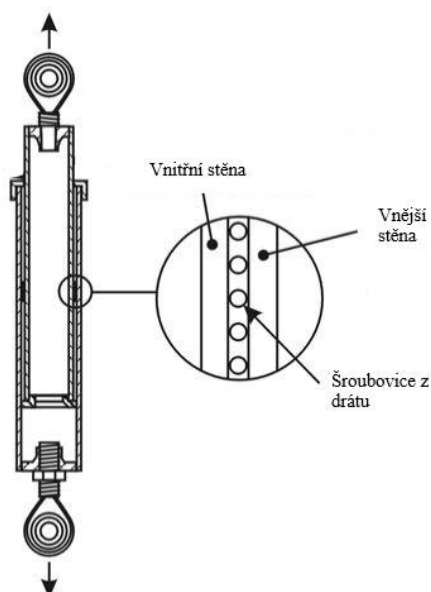
Různorodost lidské populace přináší nutnost možnosti úpravy polohy a pozice sedadel, v případě pilota je naprosto nezbytné zajistit výhled z kabiny a dosažení ovládacích prvků letadla. Tyto prvky nesmí během nárazu samovolně povolit, zejména vertikální posuv sedadla bývá spjat s energií absorbujícími prvky. Tyto mají za úkol přeměnit zbylou kinetickou energii, která nebyla spotřebována předchozími částmi konstrukce, na jiné formy energie, nejčastěji na energii deformace.[4],[28]

Prvky absorbující energii bývají zakomponovány do konstrukce sedadla.



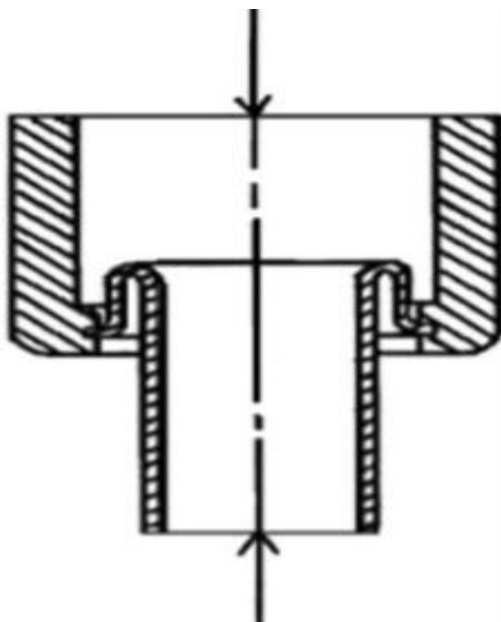
Obr.36 Absorpce energie sedadlem[4]

Tyto konstrukce využívají deformace k pohlcení energie. Jindy se do konstrukce přidávají konkrétní prvky, které mají podobný efekt.



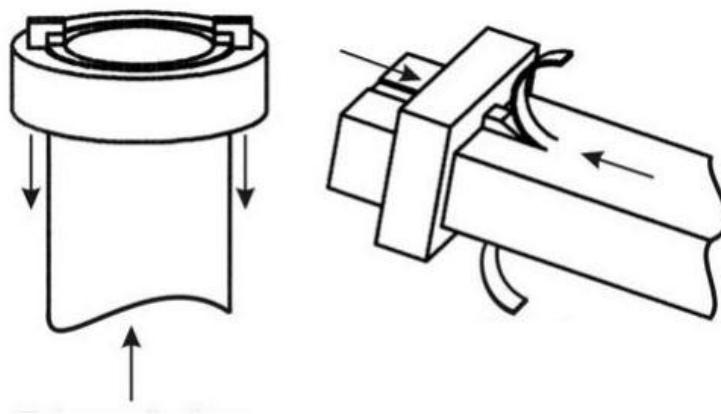
Obr.37 Rolling torus[28]

Jeden z prvních typů energy absorberů pro sedadla se skládá z dvou do sebe zasunutých válců, mezi kterými je válcová šroubovice. Válce se vysouvají nebo zasouvají, drát se valí mezi válci a valivý odpor a plastická deformace pohlcují energii. Firma ARA, která je přinesla na trh je dosud prodává pod názvem TOR SHOK.[28]



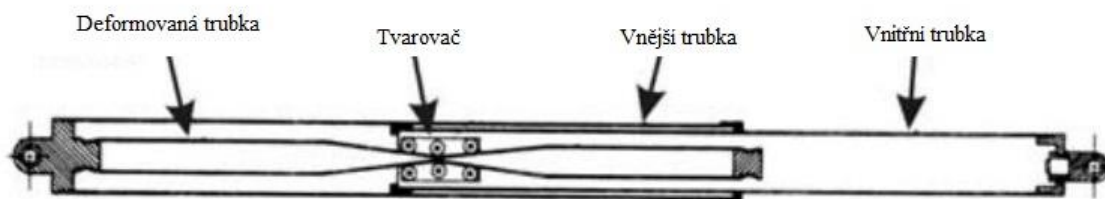
Obr.38 Inverting tube[29]

Inverting tube je upevněná trubka, která se pohybem obrací naruby, tato deformace spotřebovává energii. Tento typ energy absorberů je spolehlivý a je známý například z použití na amerických vrtulnících Apache.[4]



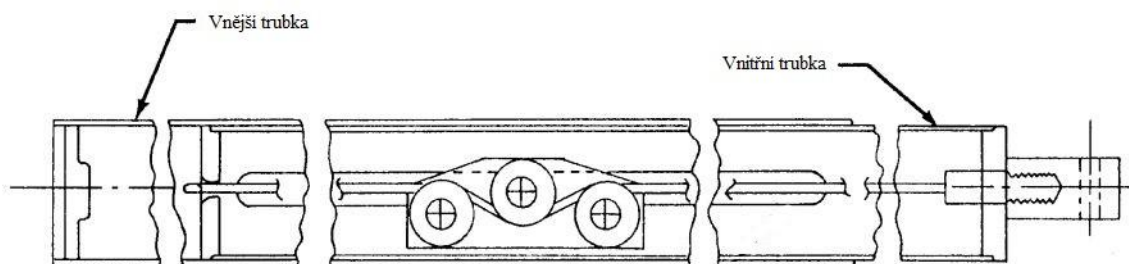
Obr.39 Dělicí energy absorber[28]

Tyto energy absorbery se skládají z nosné trubky, ke kterým je zbytek konstrukce připojený přes díl vybavený řezným prvkem. Kinetická energie se spotřebovává na tento řez. Tento mechanismus byl testován od 60. let ale v praxi se používá od let 90., kdy jím firma Martin Baker vybavila sedačky pro evropský program helikoptér.[28]



Obr.40 Tube and die (výchozí stav)[4]

Tento typ energy absorberu se skládá ze dvou trubek, které se do sebe zasouvají a tím deformují vnitřní tvar, energie se spotřebovává na deformaci a třením. Většinou se jenom trubka zplacatí, jsou ale i typy které zmenšují průměr tyče nebo pomocí trnu zvětšují průměr otvoru. Tento typ používá firma IAI.[4],[28]



Obr.41 Wirebender[4]

Wirebender znamená ohýbač drátu, a to přesně popisuje funkci tohoto typu energy absorberu. Drát se deformuje mezi válečky a tím spotřebovává energii. Dnes se díl s válečky připojuje pevně k sedadlu, a tím je umožněna deformace na obě strany. Na tomto principu funguje energy absorber v sedadle V-22 Osprey. Samostatně se v některé literatuře uvádí strap bender, který funguje stejně ale místo drátu používá obdélníkový průřez.[28]

Všechny tyto energy absorbery mají podobné vlastnosti, v praxi většina firem používá jen jeden typ absorberu, vybírá se tedy spíše značka sedadla, a v ní je absorber už zastavěný. Jediný se zvláštní výhodou je wirebender, u kterého se posuvem středního kotouče dá nastavovat jeho tuhost.

4.2.5 Omezovací systémy

Hlavní cíl omezovacích systémů je omezení pohyblivosti osádky a tím zmenšení možných flail envelope. Používané typy omezovacích prostředků, pásy a airbasy, omezují pohyb hlavně směrem dopředu, nebývají proto příliš významné pro vertikální dopad.[4]

Požadavky na pásy jsou nízká hmotnost, snadné sundání i v nouzové situaci, vázání v jednom místě a tím uvolnění jedním stiskem.

V moderních letadlech se používají hlavně pásy pětibodové.



Obr.42 Pětibodový pás[30]

Úchyty na pásy je, vzhledem k běžnému využití energy absorberů, které vedou k pohybu sedadla, vhodné dávat na konstrukci sedačky než na konstrukci letadla.

Nafukovací omezovací systémy jsou dnes běžně používány. Nejedná se pouze o airbasy, vyrábí se i bezpečnostní pásy, které se po havárii nafouknou. Funkce těchto systémů je rozložení síly na větší plochu, tím způsobí menší napětí než běžný pás. Při jejich umístění je potřeba dbát na to, aby při nafouknutí neomezili možnost opouštění letadla a nedotýkali se řídicích prvků.[4]

ZÁVĚR

V prvních dvou kapitolách byly zhodnoceny podmínky panující během nouzového přistání, byly popsány obecné zásady bezpečnosti a zranění plynoucí z jejich překročení.

Ve třetí kapitole byly popsány zkoušky konstrukcí a padáků, a počítačové modelování těchto situací.

Ve čtvrté kapitole byly popsány používané systémy pohlcení energie, které snižují množství energie působící na pasažéra.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] Guide to the CIRRUS AIRFRAME PARACHUTE SYSTEM. In: *Cirrus Aircraft* [online]. [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: https://cirrusaircraft.com/wp-content/uploads/2014/12/CAPS_Guide.pdf
- [2] Picture 1. In: *Aviation-safety.net* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/database/record.php?id=20131129-1>
- [3] Skyleader 600. In: *Airliners.net* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.airliners.net/photo/Untitled-Jihlavan-Airplanes/Skyleader-600/1949740>
- [4] HURLEY, T.R., VANDENBURG, J.M., Small aircraft crashworthiness design guide, Simula Technologies, Inc., Phoenix, AZ, 2002.
- [5] *FAA handbook chapter 17* [online]. In: . [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/media/19_afh_ch17.pdf
- [6] GOYER, R. BRS: Parachute Recovery Systems. *Flying* [online]. [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/brs-parachute-recovery-systems>
- [7] OPPERMAN, G. BRS: The Benefits of Whole Airplane Parachute Systems. *Flying* [online]. [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/technique/proficiency/brs-benefits-whole-airplane-parachute-systems>
- [8] Fratura por flexão-distração. In: *Drlucianopellegrino.com.br* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.drlucianopellegrino.com.br/fratura-na-coluna.html>
- [9] Figure 1. In: *Semanticscholar.org* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.semanticscholar.org/paper/Crash-Simulation-of-a-Vertical-Drop-Test-of-a-Jackson-Fasanella/174eb43705ab0f81af2c5084bd803fcc17bd5755>
- [10] 14 CFR § 23.562 – Emergency landing dynamic conditions. 1988.
- [11] *AGATE composite airframe test results*. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: [https://www.niar.wichita.edu/agate/documents/Crashworthiness/WP3.4-034026-088%20Rev\(A\).pdf](https://www.niar.wichita.edu/agate/documents/Crashworthiness/WP3.4-034026-088%20Rev(A).pdf)
- [12] *ZS2, Požadavky pro uznání způsobilosti záchranných systémů pro SLZ*. Předpis LAA ČR, 1998.
- [13] *ASTM F2316-12: Standard Specification for Airframe Emergency Parachutes for Light Sport Aircraft*. ASTM International, West Conshohocken, PA 2012.
- [14] Shoz padáku. In: *Galaxysky.cz* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: galaxysky.cz/zkousky-padaku-zachrannych-systemu-pro-letouny-kategorie-ul-a-lsa-s28-cz

- [15] KINDERVATER, C.M. *Crash Simulation Methodologies For Aircraft Structures Used within European Crashworthiness Research*[online]. [cit. 2019-02-05]. Dostupné z <https://www.fire.tc.faa.gov/1998Conference/presentations/kinkervater.pdf>
- [16] *Military standard light fixed and rotary wing aircraft crash resistance* [online]. 1988 [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1100-1299/MIL_STD_1290A_860/
- [17] ŠORF, O. *Padákové záchranné systémy lehkých sportovních letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 166 s. Vedoucí dizertační práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc..
- [18] Deployment schema. In: *Brsaerospace.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://brsaerospace.com/questions/>
- [19] GUNDERSEN, E. Cirrus CAPS History. *Cirrus owners and pilots association* [online]. [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: https://www.cirruspilots.org/copa/safety_programs/w/safety_pages/723.cirrus-caps-history.aspx
- [20] GUIDA, M., MARULO, F., ABRATE, S.. Advances in crash dynamics for aircraft safety. *Progress in Aerospace science*,[online]. 2018(98), 106-123
- [21] CUTTLER, C. How the 4 types of landing gear work [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/how-the-4-types-of-landing-gear-struts-work/
- [22] Mooney landing gear. In: *Airmodsflightcenter.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.airmodsflightcenter.com/shop-project>
- [23] Oleo torque link main landing gear. In: *Wikipedia.org* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/File:Oleo_torque_link_main_landing_gear.JPG
- [24] CRONKHITE, J.D a V.L BERRY. *Crashworthy airframe design concepts: Fabrication and testing* [online]. 1982 [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19820025859>
- [25] Sine wave beam. In: *Compositesworld.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.compositesworld.com/articles/thermoplastic-composites-primary-structure>
- [26] Nomex Sandwich Panel. In: *Protechcomposites.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <http://www.protechcomposites.com/nomex-sandwich-panel-12-x-12x-25/>
- [27] Different cellular core styles. In: *Aerospaceengineeringblog.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://aerospaceengineeringblog.com/sandwich-panel/>
- [28] DESJARDINS, S.P. *The Evolution of Energy-Absorbing Systems for Crashworthy Helicopter Seats* [online]. 2003 [cit. 2019-02-05]. Dostupné z: https://www.fire.tc.faa.gov/2004Conference/files/crash/S.Desjardins_Energy_absorption-helicopter_seats.pdf

[29] Deformation mechanism. In: *Sciencedirect.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263823116302798>

[30] Flight Crew seat – DC9. In: *Aeromockups.com* [online]. [cit. 2019-05-15]. Dostupné z: <https://aeromockups.com/seats/crew-seats/flight-deck/>